



(19) RU⁽¹¹⁾ 2 115 137⁽¹³⁾ C1
(51) МПК⁶ G 01 S 5/00

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 94018148/09, 11.05.1994

(46) Дата публикации: 10.07.1998

(56) Ссылки: Шешбаевич В.С. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы.-М.: Радио и связь, 1993, с.305-309. Шешбаевич В.С. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы.-М.: Радио и связь, 1993, с.295-296.

(71) Заявитель:

Армизонов Николай Егорович,
Чмых Михаил Кириллович,
Черемисин Владимир Филиппович,
Армизонов Алексей Николаевич

(72) Изобретатель: Армизонов Николай Егорович,
Чмых Михаил Кириллович, Черемисин
Владимир Филиппович, Армизонов Алексей
Николаевич

(73) Патентообладатель:

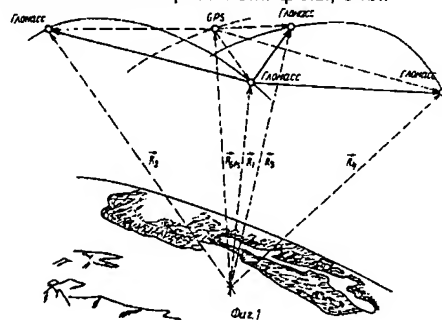
Армизонов Николай Егорович,
Чмых Михаил Кириллович,
Черемисин Владимир Филиппович,
Армизонов Алексей Николаевич

(54) ДАЛЬНОМЕРНЫЙ СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ И СОСТАВЛЯЮЩИХ ВЕКТОРА СКОРОСТИ ОБЪЕКТОВ ПО РАДИОСИГНАЛАМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

(57) Реферат:

Дальномерный способ определения местоположения и составляющих вектора скорости объектов по радиосигналам космических аппаратов спутниковых радионавигационных систем может быть использован в космической радионавигации и геодезии. Согласно способу принимают N-канальным приемным устройством, установленным на объекте, навигационные радиосигналы спутников, определяют дальности от объектов до каждого спутника путем измерения временных сдвигов кодовых последовательностей, формируемых генераторами спутников относительно кодовой последовательности, формируемой генераторами объекта, а также составляющих вектора скорости путем измерения принимаемых доплеровских сдвигов частоты с использованием систем слежения за несущими. При этом в N-канальном приемном устройстве, один из которых является ведущим, а другие - ведомыми каналами, производят определение разности дальностей между дальностями, измеренными ведомыми приемными устройствами и дальностью, измеренной ведущим приемным устройством, а также определение разностей скоростей изменения дальностей между скоростями изменения дальностей, вычисленными по измерениям доплеровских сдвигов частоты ведомыми

приемными устройствами и скоростью изменения дальности, вычисленной по измерению доплеровского сдвига частоты ведущим приемным устройством, затем производят определение двойных разностей дальностей и двойных разностей скоростей изменения дальностей путем взаимного вычитания друг из друга разностей дальностей и разностей скоростей изменения дальностей. Технический результат заключается в повышении точности определения координат местоположения, составляющих вектора скорости определяющегося объекта по навигационным сигналам КА СРНС, и с использованием радиосигналов наземных воздушных источников радиоизлучений, а также с использованием радиоизлучений КА других систем и имитаторов. 4 з.п. ф-лы, 3 ил.



RU 2 115 137 C1

RU 2 115 137 C1



(19) RU⁽¹¹⁾ 2 115 137⁽¹³⁾ C1
(51) Int. Cl.⁶ G 01 S 5/00

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 94018148/09, 11.05.1994

(46) Date of publication: 10.07.1998

(71) Applicant:

Armizonov Nikolaj Egorovich,
Chmykh Mikhail Kirillovich,
Cheremisin Vladimir Filippovich,
Armizonov Aleksej Nikolaevich

(72) Inventor: Armizonov Nikolaj Egorovich,
Chmykh Mikhail Kirillovich, Cheremisin Vladimir
Filippovich, Armizonov Aleksej Nikolaevich

(73) Proprietor:

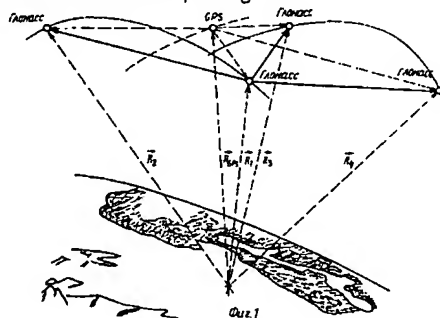
Armizonov Nikolaj Egorovich,
Chmykh Mikhail Kirillovich,
Cheremisin Vladimir Filippovich,
Armizonov Aleksej Nikolaevich

(54) RANGE-FINDING METHOD OF LOCATION AND COMPONENTS OF VECTOR OF VELOCITY OF OBJECTS BY RADIO SIGNALS OF SPACECRAFT OF SATELLITE RADIO NAVIGATION SYSTEMS

(57) Abstract:

FIELD: space radio navigation and geodesy. SUBSTANCE: navigation radio signals of satellites are received by N-channel receiver mounted on object, range from object to each satellite is found by measurement of time shifts of code sequences formed by satellite generators with regard to code sequence formed by object generators and of components of vector of velocity and by measurement of received Doppler shifts of frequency with use of systems tracking carriers. N-channel receiver has one driving channel and several driven channels, it determines difference between ranges measured by driven receiving channels and range measured by driving channel. It also determines difference of rates of change of ranges between rates of change of ranges computed by measurements of Doppler shifts of frequency by driven channels and rate of change of range computed by change of Doppler shift of frequency by driving receiving channel. Then determination of double differences of ranges and double

differences of rates of change of ranges is conducted by way of mutual subtraction of differences of ranges and differences of rates of change of ranges. EFFECT: increased accuracy of determination of coordinates of position, components of vector of velocity of determined object by navigation signals of spacecraft of satellite radio navigation systems, with use of radio signals of ground and air radiation sources and with use of radiations of spacecraft of other systems and simulators. 4 cl, 2 dwg



RU 2 115 137 C1

RU 2 115 137 C1

Изобретение относится к области космической радионавигации, геодезии и может быть использовано для определения координат местоположения и составляющих вектора скорости объектов.

Известен доплеровский разностно-дальномерный способ определения координат местоположения и составляющих вектора скорости объектов по навигационным радиосигналам космических аппаратов (КА) спутниковых радионавигационных систем (СРНС), основанный на измерениях разностей топоцентрических расстояний между объектом и двумя положениями одного и того же навигационного КА (НКА) в последовательные моменты времени (П.С. Волосов, Ю.С. Дубенко и др. Судовые комплексы спутниковой навигации. Л.: Судостроение, 1976).

Практической реализацией известного способа являются российская СРНС "Цикада" и американская СРНС "Транзит" - навигационные системы первого поколения. В нем интегрирование доплеровского смещения частоты принятых за интервал времени ΔT от навигационного искусственного спутника Земли (НИСЗ) радиосигналов позволяет определить число длин волн, укладывающихся в разность расстояний от фазового центра антенны приемного устройства объекта до двух положений НИСЗ (двух положений фазового центра антенны НИСЗ):

$$\Delta R = \int_{t_1 + \frac{R_1(t_1)}{c}}^{t_2 + \frac{R_2(t_2)}{c}} F(t) \cdot dt = \int_{t_1 + \frac{R_1(t_1)}{c}}^{t_2 + \frac{R_2(t_2)}{c}} (f_0 - f_n) dt = (f_0 - f_n) \cdot (t_2 - t_1) + \frac{f_0}{c} [R_2(t_2) - R_1(t_1)],$$

где

t_1 и t_2 - время передачи временных меток НИСЗ;

$R_1(t_1)$ и $R_2(t_2)$ - расстояния между фазовыми центрами антенн объекта и НИСЗ;

c - скорость света;

f_n - частота принимаемого сигнала;

f_0 - частота опорного сигнала,

$f_n = f_{in} \pm \Delta f_{in} + \Delta f_{io} + \Delta f_{tr} + \Delta f_{rp} + \Delta f_{dp}$,

где

f_{in} - частота сигнала, излучаемого НИСЗ;

$\pm \Delta f_{in}$ - нестабильность частоты излучаемого сигнала;

$\Delta f_{io}, \Delta f_{tr}$ - неизвестные сдвиги частоты, обусловленные распространением сигналов в ионосфере, тропосфере;

Δf_{rp} - неизвестный сдвиг частоты, обусловленный гравитационными силами;

Δf_{dp} - неизвестные сдвиги частоты, обусловленные другими факторами,

$f_0 = f_{in} \pm \Delta f_{in} + \Delta f_{io}$,

где

Δf_{io} - известный постоянный сдвиг частоты (частотная подставка);

$\pm \Delta f$ - нестабильность частоты опорного сигнала.

С учетом изложенного выражение примет вид

$$\Delta R = (f_{in} \pm \Delta f_{in} + \Delta f_{io}) \cdot (t_2 - t_1) + \frac{f_0}{c} [R_2(t_2) - R_1(t_1)] + \Delta f_{tr} + \Delta f_{rp} + \Delta f_{dp}.$$

Из выражения видно, что интегральный доплеровский сдвиг частоты определяется двумя слагаемыми. Первое слагаемое - погрешности измерений, обусловленные условиями распространения радиоволн, гравитационным полем Земли, нестабильностью частоты излучения опорного генератора и другими факторами. Они войдут в навигационное уравнение как неизвестные. Второе слагаемое является прямым измерением изменения наклонной дальности в длинах волн опорной частоты определяющегося объекта.

Ошибка сложения системы слежения за несущей (ССР), которая отсутствует в рассмотренном навигационном уравнении, также входит в ошибку измерения радионавигационного параметра (РНП). Отслеживаемая функция времени - несущая частоты имеет ненулевые производные высокого порядка. Следовательно, помимо случайных ошибок (шумовых) реальный следящий контур с астатизмом конечного порядка будет иметь динамические ошибки, обусловленные наличием производных входного воздействия более высокого порядка, чем порядок астатизма системы. Уменьшение случайной ошибки системы фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ) ССН требует применения более инерционного контура обратной связи (сужение полосы пропускания фильтра низкой частоты), но при этом возрастают динамические ошибки ССР и наоборот.

Выражая дальности через координаты прямоугольной геоцентрической системы координат, навигационное уравнение примет вид

$$\Delta R = [(x_2 - x_0)^2 + (y_2 - y_0)^2 + (z_2 - z_0)^2]^{1/2} - [(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + (z_1 - z_0)^2]^{1/2},$$

где

$x_1, y_1, z_1, x_2, y_2, z_2$ - координаты фазового центра антенны спутника в моменты времени t_2 и t_1 соответственно;

x_0, y_0, z_0 - неизвестные координаты фазового центра антенны определяющегося объекта.

Как видно, три измерения разностей дальностей в четырех последовательных положениях спутника на орбите позволяют определить координаты объекта x_0, y_0, z_0 . В процессе измерений необходимо ждать, пока дальность до НИСЗ изменится на достаточную величину.

Разностно-дальномерный способ проявляет свои достоинства на таких расстояниях (базах) между положениями НИСЗ на орбите, когда они соизмеримы с расстояниями между НКА и определяющимся объектом.

В соответствии с изложенным недостатками известного способа являются ошибки, обусловленные ССР; ошибки за счет нестабильности частоты излучения НКА и опорного генератора; ошибки, обусловленные условиями распространения радиоволн в ионосфере,

тропосфере и другими факторами;
систематические и случайные ошибки;
низкая точность определения координат
местоположения и составляющих вектора
скорости объектов при использовании НИСЗ
на средневисоких и высоких орбитах.

Известен также дальномерный способ,
который принят в качестве прототипа.
Практической реализацией этого способа
являются СРНС второго поколения -
русская Global Orbiting Navigation
Satellite System (ГЛОНАСС) и американская
Global Positioning System (GPS).
Геометрическим эквивалентом конечного
алгоритма этого способа решения
навигационной задачи является построение
относительно используемых навигационных
искусственных спутников Земли (НИСЗ)
совокупности поверхностей положения, точка
пересечения которых и является искомым
положением объекта (Бортовые устройства
спутниковой радионавигации. /Под ред. В.С.
Шебшаевича. М.: Транспорт, 1988).

Для решения навигационной задачи
минимально необходимый объем
функциональных зависимостей должен быть
равен числу оцениваемых параметров.
Определение координат местоположения
объекта сводится к решению системы
уравнений

$$R_1 = [(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2]^{1/2} + \Delta R_1 + \Delta R_T;$$

$$R_2 = [(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2]^{1/2} + \Delta R_2 + \Delta R_T;$$

$$R_3 = [(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2]^{1/2} + \Delta R_3 + \Delta R_T;$$

$$R_4 = [(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2]^{1/2} + \Delta R_4 + \Delta R_T.$$

где

R_1, \dots, R_4 - результаты измерений
наклонных дальностей, полученные с
помощью следящей системы за задержкой
(ССЗ);

x, y, z - координаты объекта в
геометрической прямоугольной системе
координат;

$x_1, y_1, z_1, \dots, x_4, y_4, z_4$ - координаты четырех
путников, передаваемые в навигационном
сообщении;

ΔR_T - разница между истинной
дальностью объекта-спутника и измеренной,
обусловленной сдвигом шкалы времени
объекта относительно шкалы времени НИСЗ;

$\Delta R_1, \dots, \Delta R_4$ - погрешности измерений,
обусловленные атмосферой, ионосферой,
другими факторами.

Для определения координат
местоположения объекта необходимо, чтобы
в поле зрения объекта находились
одновременно четыре спутника. В результате
решения этой системы уравнений
определяются четыре известные: три
координаты местоположения объекта (x, y, z)
и поправка ΔR_T к его шкале времени
(поправка к часам).

Аналогичным образом, с использованием
результатов измерений с помощью ССН,
определяются три составляющие вектора
скорости $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ и поправка $\dot{\Delta R}_T$ к частоте

эталоны частоты объекта, используемого для
формирования шкалы времени:

$$\dot{R}_1 = R_1^{-1} [(x_1 - x) \cdot (\dot{x}_1 - \dot{x}) + (y_1 - y) \cdot (\dot{y}_1 - \dot{y}) + (z_1 - z) \cdot (\dot{z}_1 - \dot{z})] + \dot{\Delta R}_T + \dot{\Delta R}_1;$$

$$\dot{R}_2 = R_2^{-1} [(x_2 - x) \cdot (\dot{x}_2 - \dot{x}) + (y_2 - y) \cdot (\dot{y}_2 - \dot{y}) + (z_2 - z) \cdot (\dot{z}_2 - \dot{z})] + \dot{\Delta R}_T + \dot{\Delta R}_2;$$

$$\dot{R}_3 = R_3^{-1} [(x_3 - x) \cdot (\dot{x}_3 - \dot{x}) + (y_3 - y) \cdot (\dot{y}_3 - \dot{y}) + (z_3 - z) \cdot (\dot{z}_3 - \dot{z})] + \dot{\Delta R}_T + \dot{\Delta R}_3;$$

$$\dot{R}_4 = R_4^{-1} [(x_4 - x) \cdot (\dot{x}_4 - \dot{x}) + (y_4 - y) \cdot (\dot{y}_4 - \dot{y}) + (z_4 - z) \cdot (\dot{z}_4 - \dot{z})] + \dot{\Delta R}_T + \dot{\Delta R}_4$$

где

$\dot{\Delta R}_1, \dots, \dot{\Delta R}_4$ - скорости изменения

дальностей (радиальные скорости),
измеренные с помощью ССН;

$\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ - составляющие вектора скорости
объекта;

$\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \dots, \dot{x}_4, \dot{y}_4, \dot{z}_4$ - составляющие вектора

скорости четырех спутников;

$\dot{\Delta R}_T$ - разница между истинной скоростью
и измеренной, обусловленная расхождением
частот эталонов частоты НИСЗ и объекта;

$\dot{\Delta R}_1, \dots, \dot{\Delta R}_4$ - погрешности измерений,
обусловленные условиями распространения
радиоволн и другими факторами.

Измерение дальности в аппаратуре
объекта осуществляется путем измерения
временного интервала между временными
отметками принимаемого от спутника кода и
местного кода объекта.

Эффективность данного метода
определяется в основном шумовой
погрешностью измерения РНП, поскольку
именно шумовая погрешность ограничивает
эффект компенсации сильнокоррелированных
погрешностей. Для оценки шумовой
погрешности используется (Бортовые
устройства спутниковой радионавигации. /Под
ред. В.С. Шебшаевича. М.: Транспорт, 1988)
выражение

$$\epsilon_{ш}^2 = \Delta \left[\frac{\kappa_1 \Delta B_{ССЗ}}{c/N_0} + \frac{\kappa_2 \Delta B_{ПЧ} \Delta B_{ССЗ}}{c/N_0^2} \right],$$

где

$\epsilon_{ш}$ - дисперсия шума измерения;

Δ - длительность элемента
дальномерного кода;

c/N_0 - отношение мощности сигнала к
спектральной плотности мощности шума на
входе приемника;

$\Delta B_{ССЗ}$ - односторонняя ширина полосы
ССЗ;

$\Delta B_{ПЧ}$ - односторонняя ширина полосы
УПЧ дискриминатора;

K_1, K_2 - постоянные параметры, зависящие от выбранного технического решения.

Измерение доплеровского сдвига частоты основано на измерении приращения дальности на частоте несущей с использованием ССН.

Оценка точности измерения приращения дальности определяется выражением для дисперсии фазы ϵ_{ϕ}^2 схемы слежения за несущей, имеющим вид

$$\epsilon_{\phi}^2 = \frac{\lambda^2 B_{\text{ССН}}}{(2\pi)^2 c/N_0},$$

где

λ - длина волны несущей;

$B_{\text{ССН}}$ - ширина полосы схемы слежения за несущей.

Шумовая погрешность измерений приращений дальностей на частоте несущей практически на порядок меньше шумовой погрешности измерений дальностей с использованием дальномерных кодов.

Дальномерный способ не позволяет, например, из-за различий в СРНС ГЛОНАСС и GPS совместно их использовать.

Таким образом, недостатками известного способа, прототипа, являются ошибки следящей системы за задержкой от отношения сигнал/шум;

ошибки следящей системы за несущей от отношения сигнал/шум;

ошибки, обусловленные условиями распространения радиоволн в ионосфере, тропосфере и другими факторами;

ошибки, обусловленные сдвигом шкалы времени объекта относительно шкал времени НИСЗ за счет нестабильности частот генераторов спутников и опорного генератора объекта;

невозможность совместного использования источников радиоизлучений систем различного назначения.

Для устранения ионосферной задержки в известных способах используется аппаратная компенсация с помощью двухчастотных измерений и компенсация с помощью поправок, рассчитываемых по априорным данным.

Известный способ (прототип) характеризуется следующей совокупностью действий над принимаемыми спутниковыми радионавигационными сигналами:

прием N-канальным приемным устройством двухчастотных радиосигналов N НИСЗ;

определение дальностей от объекта до каждого спутника путем измерения временных сдвигов кодовых последовательностей, формируемых генераторами спутников относительно кодовой последовательности, формируемой генератором объекта;

измерение приращений дальностей путем измерения приращений фаз несущих;

определение координат местоположения объекта;

определение составляющих вектора скорости объекта.

Целью изобретения является повышение

точности определения координат местоположения, составляющих вектора скорости определяющегося объекта по навигационным радиосигналам КА СРНС и с использованием радиосигналов наземных воздушных источников радиоизлучений, а также с использованием радиоизлучений КА других систем и их имитаторов.

Цель достигается тем, что по предлагаемому способу в N-канальном приемном устройстве, один из которых является ведущим, а другие - ведомыми каналами, производят определение разности дальностей между дальностями, измеренными ведомыми приемными устройствами, и дальностью, измеренной ведущим приемным устройством, а также определение разностей скоростей изменения дальностей между скоростями изменения дальностей, вычисленными по измерениям доплеровских сдвигов частоты ведомыми приемными устройствами, и скоростью изменения дальности, вычисленной по измерению доплеровского сдвига частоты ведущим приемным устройством, затем производят определение двойных разностей дальностей и двойных разностей скоростей изменения дальностей путем взаимного вычитания друг из друга разностей дальностей и разностей скоростей изменения дальностей.

Дополнительными отличиями предлагаемого способа являются следующие.

Ведущим и приемным устройствами определение разностей дальностей производят между объектом и двумя положениями спутников, определяемыми мерным интервалом путем измерения приращений фаз несущих с использованием фазовых автоподстроек частот систем слежения за несущими навигационных радиосигналов спутников.

Определение двойных разностей дальностей производят между объектом и двумя положениями спутников, определяемыми мерным интервалом, путем измерения разностей частот Доплера, принятых приемными устройствами с использованием квадратурных фазовых детекторов, умножив их средние значения на мерный интервал.

Приемное устройство ведущего канала принимает сигналы имитатора спутниковых сигналов.

Выделение сигналов с частотами Доплера производят путем возведения принимаемых сигналов в квадрат с последующим возвратом частот на искомые с использованием делителей частот.

Геометрическая интерпретация предлагаемого способа поясняется на примере созвездия четырех КА ГЛОНАСС и одного КА GPS, фиг. 1.

Принимаемый приемным устройством навигационный радиосигнал КА GPS является ведущим сигналом, а канал приема приемным устройством сигналов КА ГЛОНАСС - ведомым. Соответственно навигационные сигналы КА ГЛОНАСС, приемное устройство КА являются ведомыми.

В соответствии с вышеизложенным

$$\begin{aligned}\Delta \vec{R}_1 &= \vec{R}_1 - \vec{R}_{GPS}; \\ \Delta \vec{R}_2 &= \vec{R}_2 - \vec{R}_{GPS}; \\ \Delta \vec{R}_3 &= \vec{R}_3 - \vec{R}_{GPS}; \\ \Delta \vec{R}_4 &= \vec{R}_4 - \vec{R}_{GPS}; \\ \Delta \Delta \vec{R}_{2,1} &= \Delta \vec{R}_2 - \Delta \vec{R}_1 = (\vec{R}_2 - \vec{R}_{GPS}) - (\vec{R}_1 - \vec{R}_{GPS}) = \vec{R}_2 - \vec{R}_1; \\ \Delta \Delta \vec{R}_{3,1} &= \Delta \vec{R}_3 - \Delta \vec{R}_1 = (\vec{R}_3 - \vec{R}_{GPS}) - (\vec{R}_1 - \vec{R}_{GPS}) = \vec{R}_3 - \vec{R}_1; \\ \Delta \Delta \vec{R}_{4,1} &= \Delta \vec{R}_4 - \Delta \vec{R}_1 = (\vec{R}_4 - \vec{R}_{GPS}) - (\vec{R}_1 - \vec{R}_{GPS}) = \vec{R}_4 - \vec{R}_1;\end{aligned}\quad (1)$$

где

$$\begin{aligned}\Delta \vec{R}_1, \Delta \vec{R}_2 &- \text{разность измеренных} \\ \Delta \vec{R}_3, \Delta \vec{R}_4 &\end{aligned}$$

дальностей между каждым ведомым КА ГЛОНАСС - пользователь и между ведущим КА GPS - пользователь с использованием дальномерных кодов;

$$\Delta \Delta \vec{R}_{2,1}; \Delta \Delta \vec{R}_{3,1}; \Delta \Delta \vec{R}_{4,1} \quad - \text{двойные}$$

разности дальностей.

Геометрическая интерпретация определения координат и составляющих вектора скорости по разностям приращений дальностей и двойных разностям приращений, измеренных с использованием приращений фаз несущих, поясняется на примере двух КА: ведущего КА и одного ведомого КА ГЛОНАСС, фиг. 2.

Точками t_1, t_1', t_2 обозначены положения НИСЗ на орбите, являющиеся границами отсчетов навигационного параметра (мерный интервал).

Разности приращений дальностей запишутся следующим образом соответственно:

$$\begin{aligned}\Delta \Delta \vec{R}_1 &= [\vec{R}_1(t_2) - \vec{R}_1(t_1)] - [\vec{R}_{GPS}(t_2) - \vec{R}_{GPS}(t_1)]; \\ \Delta \Delta \vec{R}_2 &= [\vec{R}_2(t_2) - \vec{R}_2(t_1)] - [\vec{R}_{GPS}(t_2) - \vec{R}_{GPS}(t_1)]; \\ \Delta \Delta \vec{R}_3 &= [\vec{R}_3(t_2) - \vec{R}_3(t_1)] - [\vec{R}_{GPS}(t_2) - \vec{R}_{GPS}(t_1)]; \\ \Delta \Delta \vec{R}_4 &= [\vec{R}_4(t_2) - \vec{R}_4(t_1)] - [\vec{R}_{GPS}(t_2) - \vec{R}_{GPS}(t_1)].\end{aligned}$$

Двойные разности приращений дальностей примут вид

$$\begin{aligned}\Delta \Delta \Delta \vec{R}_{2,1} &= \Delta \Delta \vec{R}_2 - \Delta \Delta \vec{R}_1 = [\vec{R}_2(t_2) - \vec{R}_2(t_1)] - \\ &- [\vec{R}_1(t_2) - \vec{R}_1(t_1)]; \\ \Delta \Delta \Delta \vec{R}_{3,1} &= \Delta \Delta \vec{R}_3 - \Delta \Delta \vec{R}_1 = [\vec{R}_3(t_2) - \vec{R}_3(t_1)] - \\ &- [\vec{R}_1(t_2) - \vec{R}_1(t_1)]; \\ \Delta \Delta \Delta \vec{R}_{4,1} &= \Delta \Delta \vec{R}_4 - \Delta \Delta \vec{R}_1 = [\vec{R}_4(t_2) - \vec{R}_4(t_1)] - \\ &- [\vec{R}_1(t_2) - \vec{R}_1(t_1)].\end{aligned}\quad (2)$$

Разности дальностей в квадратных скобках системы уравнений (1) проявляют свои достоинства, как это было показано выше на таких расстояниях (базах) между положениями НИСЗ на орбите, когда они соизмеримы с расстоянием между НКА и определяющимся объектом. В нашем примере базы незначительны. Для выполнения этого условия системы уравнений (2) преобразуют в тождественную систему

уравнений, у которой данное условие выполняется:

$$\begin{aligned}\Delta \Delta \Delta \vec{R}_{2,1} &= [\vec{R}_2(t_2) - \vec{R}_1(t_2)] - [\vec{R}_2(t_1) - \vec{R}_1(t_1)]; \\ \Delta \Delta \Delta \vec{R}_{3,1} &= [\vec{R}_3(t_2) - \vec{R}_1(t_2)] - [\vec{R}_3(t_1) - \vec{R}_1(t_1)]; \\ \Delta \Delta \Delta \vec{R}_{4,1} &= [\vec{R}_4(t_2) - \vec{R}_1(t_2)] - [\vec{R}_4(t_1) - \vec{R}_1(t_1)].\end{aligned}\quad (3)$$

Таким образом, из системы разностей дальностей для орбит НКА с тождественными параметрами орбит для созвездия из 5 НКА один GPS - ведущий, четыре ГЛОНАСС - ведомые.

Окончательные системы уравнений для двойных разностей дальностей (1) и для двойных разностей приращений дальностей (3), выраженные через координаты в геометрической прямоугольной системе координат, примут вид

для двойных разностей дальностей

$$\begin{aligned}\Delta \Delta \vec{R}_{2,1} &= \vec{R}_2 - \vec{R}_1 = [(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2]^{1/2} + \\ &+ \Delta R_T + \Delta R_2 - [(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2]^{1/2} - \Delta R_T - \Delta R_1; \\ \Delta \Delta \vec{R}_{3,1} &= \vec{R}_3 - \vec{R}_1 = [(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2]^{1/2} + \\ &+ \Delta R_T + \Delta R_3 - [(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2]^{1/2} - \Delta R_T - \Delta R_1; \\ \Delta \Delta \vec{R}_{4,1} &= \vec{R}_4 - \vec{R}_1 = [(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2]^{1/2} + \\ &+ \Delta R_T + \Delta R_4 - [(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2]^{1/2} - \Delta R_T - \Delta R_1;\end{aligned}\quad (4)$$

Для двойных разностей приращений дальностей

$$\begin{aligned}\Delta \Delta \Delta \vec{R}_{2,1} &= [\vec{R}_2(t_2) - \vec{R}_1(t_2)] - [\vec{R}_2(t_1) - \vec{R}_1(t_1)] = \\ &+ \Delta R_T + \Delta R_2 - [(x_1'' - x)^2 + (y_1'' - y)^2 + (z_1'' - z)^2]^{1/2} - \Delta R_T - \Delta R_1 - \\ &- [(x_2' - x)^2 + (y_2' - y)^2 + (z_2' - z)^2]^{1/2} - \Delta R_T - \Delta R_2 + \\ &+ [(x_1' - x)^2 + (y_1' - y)^2 + (z_1' - z)^2]^{1/2} + \Delta R_T - \Delta R_1; \\ \Delta \Delta \Delta \vec{R}_{3,1} &= [\vec{R}_3(t_2) - \vec{R}_1(t_2)] - [\vec{R}_3(t_1) - \vec{R}_1(t_1)] = \\ &+ \Delta R_T + \Delta R_3 - [(x_1'' - x)^2 + (y_1'' - y)^2 + (z_1'' - z)^2]^{1/2} - \Delta R_T - \Delta R_1 - \\ &- [(x_3' - x)^2 + (y_3' - y)^2 + (z_3' - z)^2]^{1/2} - \Delta R_T - \Delta R_3 + \\ &+ [(x_1' - x)^2 + (y_1' - y)^2 + (z_1' - z)^2]^{1/2} + \Delta R_T - \Delta R_1; \\ \Delta \Delta \Delta \vec{R}_{4,1} &= [\vec{R}_4(t_2) - \vec{R}_1(t_2)] - [\vec{R}_4(t_1) - \vec{R}_1(t_1)] = \\ &+ \Delta R_T + \Delta R_4 - [(x_1'' - x)^2 + (y_1'' - y)^2 + (z_1'' - z)^2]^{1/2} - \Delta R_T - \Delta R_1 - \\ &- \Delta R_T - \Delta R_1 - [(x_4' - x)^2 + (y_4' - y)^2 + (z_4' - z)^2]^{1/2} - \\ &- \Delta R_T - \Delta R_4 + [(x_1' - x)^2 + (y_1' - y)^2 + (z_1' - z)^2]^{1/2} + \\ &+ \Delta R_T + \Delta R_1.\end{aligned}\quad (5)$$

где

$$\begin{aligned}x_1'', x_1', y_1'', y_1', z_1'', z_1' &- \text{координаты} \\ \dots & \\ x_4'', x_4', y_4'', y_4', z_4'', z_4' &\end{aligned}$$

ведомых НИСЗ, передаваемые в навигационных сообщениях в моменты

времени t_1, t_2 соответственно.

Аналогично с использованием результатов измерений с помощью СНН определяются составляющие вектора скорости:

$$\begin{aligned} \Delta \Delta \dot{R}_{2,1} = & \dot{R}_{2,1}^{-1} (t_2) \cdot \{ (x_2'' - x_1'') \cdot (x_2'' - x_1'') + (y_2'' - y_1'') \cdot \\ & x(y_2'' - y_1'') + (z_2'' - z_1'') \cdot (z_2'' - z_1'') + \Delta \dot{R}_2 - \Delta \dot{R}_1 - [(x_1'' - x_1') \cdot \\ & x(x_1'' - x_1') + (y_1'' - y_1') \cdot (y_1'' - y_1') + (z_1'' - z_1') \cdot (z_1'' - z_1') - \Delta \dot{R}_1 - \Delta \dot{R}_1'] - \\ & - \Delta \dot{R}_{2,1}^{-1} (t_1) \cdot \{ (x_2'' - x_1'') \cdot (x_2'' - x_1'') + (y_2'' - y_1'') \cdot (y_2'' - y_1'') + \\ & + (z_2'' - z_1'') \cdot (z_2'' - z_1'') + \Delta \dot{R}_2 + \Delta \dot{R}_2' - [(x_1'' - x_1') \cdot (x_1'' - x_1') + \\ & + (y_1'' - y_1') \cdot (y_1'' - y_1') + (z_1'' - z_1') \cdot (z_1'' - z_1') - \Delta \dot{R}_1 - \Delta \dot{R}_1'] \} ; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta \Delta \dot{R}_{3,1} = & \dot{R}_{3,1}^{-1} (t_2) \cdot \{ (x_3'' - x_1'') \cdot (x_3'' - x_1'') + (y_3'' - y_1'') \cdot \\ & x(y_3'' - y_1'') + (z_3'' - z_1'') \cdot (z_3'' - z_1'') + \Delta \dot{R}_3 + \Delta \dot{R}_3' - [(x_1'' - x_1') \cdot \\ & x(x_1'' - x_1') + (y_1'' - y_1') \cdot (y_1'' - y_1') + (z_1'' - z_1') \cdot (z_1'' - z_1') - \Delta \dot{R}_1 - \Delta \dot{R}_1'] - \\ & - \Delta \dot{R}_{3,1}^{-1} (t_1) \cdot \{ (x_3'' - x_1'') \cdot (x_3'' - x_1'') + (y_3'' - y_1'') \cdot (y_3'' - y_1'') + \\ & + (z_3'' - z_1'') \cdot (z_3'' - z_1'') + \Delta \dot{R}_3 + \Delta \dot{R}_3' - [(x_1'' - x_1') \cdot (x_1'' - x_1') + \\ & + (y_1'' - y_1') \cdot (y_1'' - y_1') + (z_1'' - z_1') \cdot (z_1'' - z_1') - \Delta \dot{R}_1 - \Delta \dot{R}_1'] \} ; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta \Delta \dot{R}_{4,1} = & \dot{R}_{4,1}^{-1} (t_2) \cdot \{ (x_4'' - x_1'') \cdot (x_4'' - x_1'') + (y_4'' - y_1'') \cdot \\ & x(y_4'' - y_1'') + (z_4'' - z_1'') \cdot (z_4'' - z_1'') + \Delta \dot{R}_4 + \Delta \dot{R}_4' - [(x_1'' - x_1') \cdot \\ & x(x_1'' - x_1') + (y_1'' - y_1') \cdot (y_1'' - y_1') + (z_1'' - z_1') \cdot (z_1'' - z_1') - \Delta \dot{R}_1 - \Delta \dot{R}_1'] - \\ & - \Delta \dot{R}_{4,1}^{-1} (t_1) \cdot \{ (x_4'' - x_1'') \cdot (x_4'' - x_1'') + (y_4'' - y_1'') \cdot (y_4'' - y_1'') + \\ & + (z_4'' - z_1'') \cdot (z_4'' - z_1'') + \Delta \dot{R}_4 + \Delta \dot{R}_4' - [(x_1'' - x_1') \cdot (x_1'' - x_1') + \\ & + (y_1'' - y_1') \cdot (y_1'' - y_1') + (z_1'' - z_1') \cdot (z_1'' - z_1') - \Delta \dot{R}_1 - \Delta \dot{R}_1'] \} ; \end{aligned} \quad (6)$$

где $x_1', x_1'', y_1', y_1'', z_1', z_1''$ - составляющие

.....

$x_4', x_4'', y_4', y_4'', z_4', z_4''$

вектора скорости НИСЗ, передаваемые в навигационных сообщениях в моменты времени t_1, t_2 соответственно.

Анализируя системы навигационных уравнений двойных разностей дальностей (4), двойных разностей приращений дальностей (5) и скоростей (6) с использованием ведущего, ведомых радиосигналов НИСЗ и соответствующих приемных устройств, каналов, видим, что в уравнениях компенсируются координаты ведущего НИСЗ GPS, компенсируются также погрешности, обусловленные расхождением шкал времени и частот GPS, ГЛОНАСС относительно шкалы времени, частоты объекта.

Если в навигационных уравнениях известного способа присутствуют погрешности, обусловленные ионосферой, тропосферой, то в уравнениях предлагаемого способа с использованием двойных разностей дальностей присутствуют их разности.

Для обеспечения высокой точности решения навигационной задачи, обусловленной геометрическим фактором определения положения в пространстве, положение КА в пространстве выбирается таким, при котором один КА находится в зените (обеспечивая высокую точности

определения положения по вертикали), а остальные КА - в горизонтальной плоскости в направлениях, отличающихся друг от друга на $120 - 180^\circ$ (обеспечивая высокую точность определения положения по горизонтали) в зависимости от количества используемых КА.

Таким образом, предлагаемый способ, несмотря, например, на серьезные различия в ГЛОНАСС и GPS, в способах задания эфемерид, в компоновке суперкадров и структур кадров служебной информации, в неидентичности используемых систем отсчета пространственных координат и различии шкал времени, формируемые от различных эталонов частоты и времени, позволяет совместное их использование, не проводя их в требуемое соответствие, т.е. без всяких организационных материальных доработок и доработок математического обеспечения систем.

Принимая радионавигационные сигналы КА ГЛОНАСС и GPS параллельно или последовательно, используя мультиплексное приемное устройство или многоканальное, а также беря в одной серии измерений в качестве ведущих КА GPS, а в качестве ведомого КА ГЛОНАСС и наоборот в другой серии, можно определить координаты и составляющие вектора скорости объекта как в координатно-временной системе GPS, так и в координатно-временной системе ГЛОНАСС, не приводя их в соответствие.

Совместное использование систем обеспечит определенную универсальность навигационных определений, надежность и достоверную обсервацию за счет сравнения результатов определений по разным системам для выявления случаев нарушения функционирования одной из систем.

Под надежностью навигационного обеспечения понимается способность навигационной системы в любой момент времени обеспечить объект информацией для определения местоположения с точностью, гарантированной для рабочей зоны.

Под достоверностью понимается способность навигационной системы выявлять отклонения в своем функционировании, приводящие к ухудшению точности определения координат и составляющих вектора скорости объекта за пределы заданных допустимых значений.

Если система навигационных уравнений двойных разностей предлагаемого способа с использованием измерений с помощью дальномерных кодов (1) является по сути системой уравнений разностей дальностей, то система навигационных уравнений двойных разностей приращений дальностей, измеренных с помощью приращений фаз несущих на мерном интервале (2), является системой уравнений двойных разностей дальностей и также позволяет решить навигационную задачу - определить координаты местоположения и составляющие вектора скорости объекта. Поскольку, как это было показано выше, точность измерений двойных разностей приращений фаз на несущих частотах на порядок выше точности измерений разностей временных сдвигов кодовых последовательностей, то и точность решения навигационной задачи с использованием приращений фаз также выше точности решения с использованием разностей дальностей.

В целях дальнейшего повышения точности решения навигационной задачи с использованием приращений фаз на несущих частотах за счет исключений из измерений погрешности, обусловленной ССН, двойные разности приращений дальностей производятся путем выделения из принятых сигналов с частотами, равными разностям частот Доплера, с использованием квадратурных фазовых детекторов, на первые выходы которых поступают сигнал ведущего, а на вторые входы - сигналы ведомых приемных устройств, затем производится определение разностей приращений фаз путем умножения средних значений разностей частот Доплера на мерный интервал и определения двойных разностей приращений фаз путем их взаимного вычитания.

Изложенное соответствует аппаратной реализации, блок-схема которой приведена на фиг. 3. Выделение сигналов с частотами Доплера при приеме фазомодулированных сигналов с подавленными несущими производится путем возведения их в квадрат и фильтрации с последующим возвратом частот на искомые с использованием делителей частот.

Сигналы с выходов устройств свертки, которые поступают на системы ФАПЧ ССН приемных устройств фиг. 3, в режиме синхронизма по задержкам дальномерных кодов являются значительно узкополосными сигналами - восстановленные несущие, промодулированные цифровой информацией. Диапазоны изменения значений несущих определяются в основном доплеровским смещением ($\approx \pm 50$ кГц на частотах КА GPS, ГЛОНАСС), а ширина спектра сигнала - спектром цифровой информации (≈ 100 Гц).

Сигналы ФАПЧ могут отслеживать сигналы, соответствующие только одной из двух боковых полос, и, следовательно, обладают энергетическими потерями, равными 3 дБ. Поэтому подключение устройств выделения из принятых навигационных сигналов, равных разностям частот Доплера предлагаемого способа фиг. 3, исключаяющих вторые боковые полосы, не вносит дополнительные энергетические потери.

Принятые и преобразованные спутниковые навигационные радиосигналы, поступающие на квадратурные фазовые детекторы, несут уже в себе сдвиги частот, обусловленные нестабильностями генераторов КА, объекта, обусловленные условиями распространения радиоволн (ионосфера, тропосфера), сдвиги, обусловленные приемными трактами и другими факторами. Поэтому в процессе выделения колебаний с частотами, равными разностям частот Доплера предлагаемого способа, перечисленные частотные отклонения частично компенсируют друг друга. И уже при тройных разностях вклад их в точность навигационных определений будет незначительным.

При использовании для решений навигационной задачи приращения фаз влияния приращений фаз на точность за счет ионосферы, тропосферы для крайних точек мерного интервала отличаются мало и при образовании вторых разностей практически устраняются. Особым отличительным признаком предлагаемого способа является

то, что при измерениях разностей приращений фаз с использованием колебаний, равных разностям частот Доплера, в качестве ведущего сигнала можно использовать сигнал любого источника излучения: наземного, воздушного базирования или излучения КА других систем. В этом случае основное требование к приемному устройству определяющегося объекта это возможность принять сигнал и преобразовать его таким образом, чтобы он обеспечил работу блока квадратурных фазовых детекторов. Причем координаты источников излучения, их временные системы, нестабильности частот и приращения частот за счет распространения радиоволн знать не требуется. Они компенсируются в процессе навигационных измерений.

Самым оптимальным вариантов аппаратной реализации предлагаемого способа является вариант, когда в качестве ведущего сигнала приемного устройства объекта используются сигналы несущих, промодулированные дальномерными кодами имитаторов. Имитаторы позволяют оптимизировать скорость изменения частот конкретно для каждого типа навигационных систем и тем самым обеспечить их оптимальную работу с точки зрения получения потенциально возможной точности определения координат местоположения и составляющие вектора скорости объекта.

Отличительные признаки предложенного способа:

прием N-канальным приемным устройством навигационных радиосигналов N спутников, один из каналов которого является ведущим, а другие - ведомыми;

определение разностей приращений дальностей и разностей дальностей путем вычитания из измеренных приращений фаз несущих и временных сдвигов кодовых последовательностей ведомыми приемными устройствами приращения фазы несущих и временного сдвига кодовой последовательности, измеренных ведущим приемным устройством;

определение двойных разностей дальностей приращений дальностей и дальностей путем взаимного вычитания разностей двойных разностей приращений фаз несущих и разностей временных сдвигов кодовых последовательностей в последовательности, определяемой геометрическим фактором определения положения в пространстве;

использование разностей двойных разностей приращений фаз несущих для определения координат и составляющих вектора скорости объекта;

измерение двойных разностей приращений дальностей путем выделения сигналов с частотами, равными разностям частот Доплера, принятых ведущим и каждым ведомым каналами приемного устройства с использованием квадратурных фазовых детекторов, на первые входы которых поступают сигналы ведущего канала, а на вторые входы - сигналы ведомых, и умножением их средних значений на мерный интервал;

прием ведущим каналом приемного устройства радиосигналов наземных, воздушных источников радиоизлучений и

радиоизлучения космических аппаратов других систем;

использование ведущими каналами приемного устройства в качестве сигнала имитаторов;

выделение сигналов с частотами Доплера при приеме фазомоделированных сигналов с подавленными несущими путем возведения их в квадрат и фильтрации с последующим возвратом частот на искомые с использованием делителей частот.

Таким образом, предложенный способ определения координат местоположения и составляющих вектора скорости объектов по радиосигналам КА СРНС обладает новизной, существенными отличиями и дает при использовании положительный эффект, заключающийся в повышении точности, надежности и достоверности навигационных определений спутниковых и наземных радионавигационных систем.

Формула изобретения:

1. Дальномерный способ определения местоположения и составляющих вектора скорости объектов по радиосигналам космических аппаратов спутниковых радионавигационных систем, в котором N-канальным приемным устройством, установленным на объекте, принимают навигационные радиосигналы спутников, определяют дальности от объектов до каждого спутника путем измерения временных сдвигов кодовых последовательностей, формируемых генераторами спутников относительно кодовой последовательности, формируемой генераторами объекта, а также составляющие вектора скорости путем измерения принимаемых доплеровских сдвигов частоты с использованием систем слежения за несущими, отличающийся тем, что в N-канальном приемном устройстве, один из которых является ведущим, а другие ведомыми каналами, производят определение разности дальностей между

дальностями, измеренными ведомыми приемными устройствами, и дальностью, измеренной ведущим приемным устройством, а также определение разностей скоростей изменения дальностей между скоростями изменения дальностей, вычисленными по измерениям доплеровских сдвигов частоты ведомыми приемными устройствами и скоростью изменения дальности, вычисленной по измерению доплеровского сдвига частоты ведущим приемным устройством, затем производят определение двойных разностей дальностей и двойных разностей скоростей изменения дальностей путем взаимного вычитания друг из друга разностей дальностей и разностей скоростей изменения дальностей.

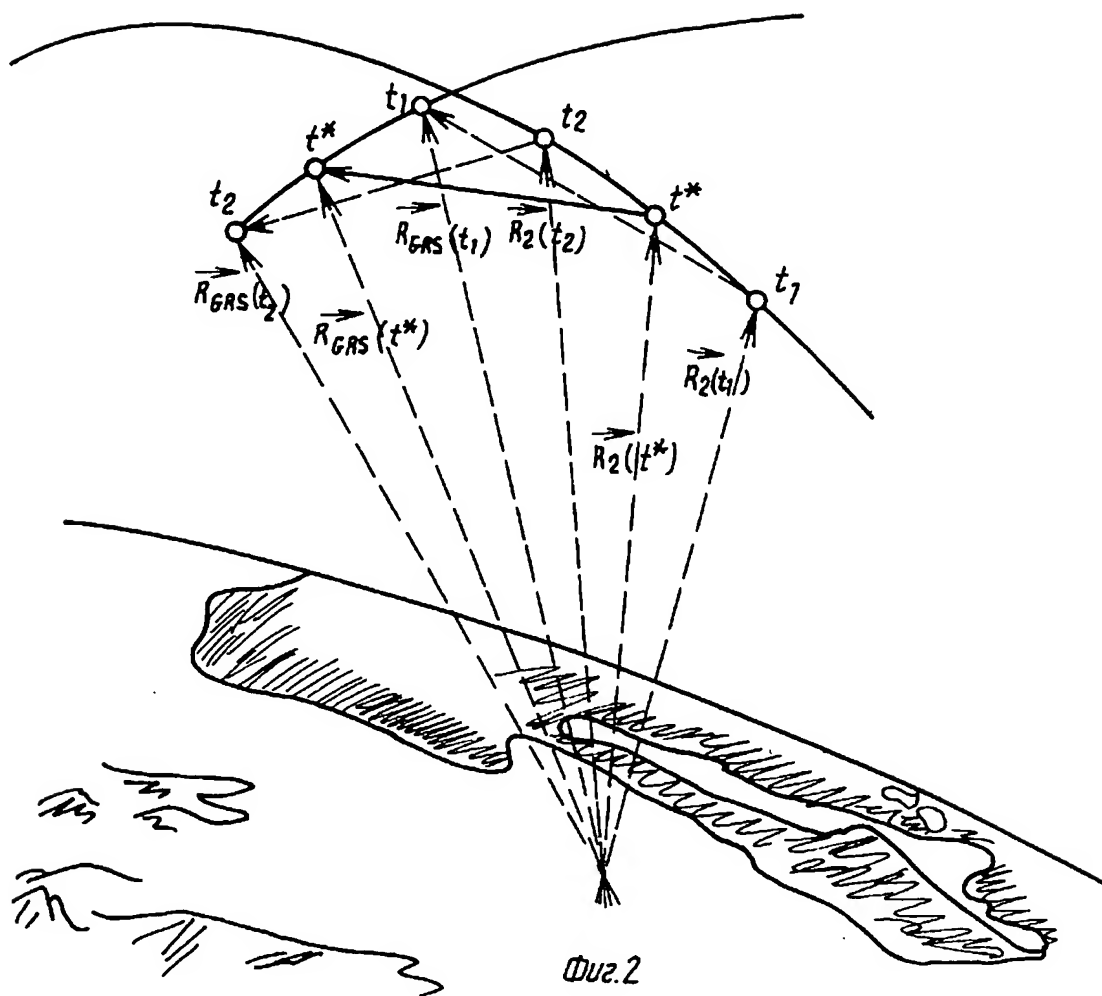
2. Способ по п. 1, отличающийся тем, что ведущим и ведомым приемными устройствами определение разностей дальностей производят между объектом и двумя положениями спутников, определяемыми мерным интервалом путем измерения приращений фаз несущих с использованием фазовых автоподстроек частот систем слежения за несущими навигационных радиосигналов спутников.

3. Способ по п.1, отличающийся тем, что определение двойных разностей дальностей производят между объектом и двумя положениями спутников, определяемыми мерным интервалом, путем измерения разностей частот Доплера, принятых приемными устройствами с использованием квадратурных фазовых детекторов, умножив их средние значения на мерный интервал.

4. Способ по пп.1 - 3, отличающийся тем, что приемное устройство ведущего канала принимает сигналы имитатора спутниковых сигналов.

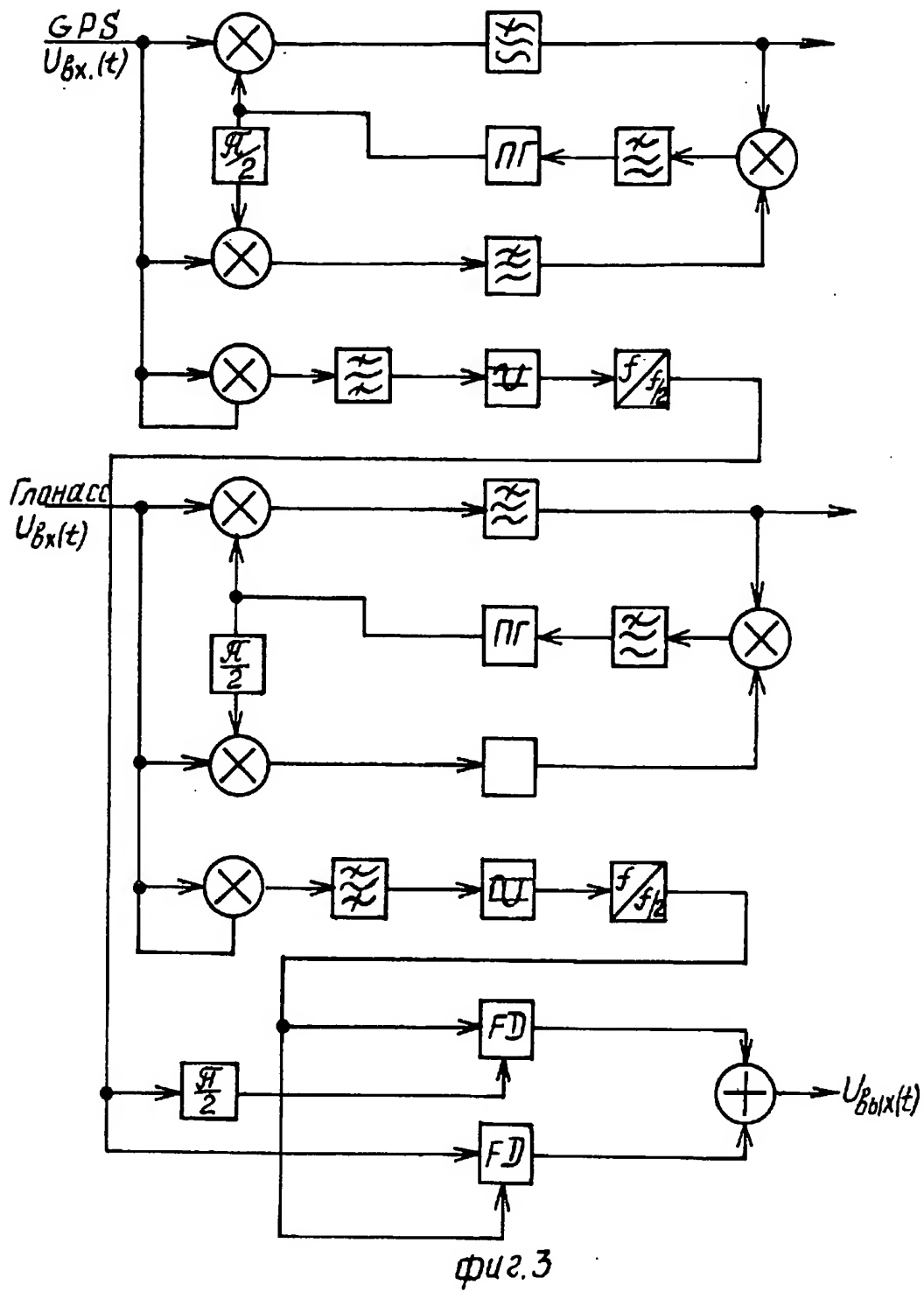
5. Способ по п.3, отличающийся тем, что выделение сигналов с частотами Доплера производят путем возведения принимаемых сигналов в квадрат с последующим возвратом частот на искомые использованием делителей частот.

RU 2115137 C1



RU 2115137 C1

RU 2115137 C1



RU 2115137 C1